第 40 卷 第 5 期
2023 年 10 月

应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 5
Oct. 2023

文章编号:1000-4939(2023)05-1017-08

火星降落伞无限质量开伞强度模拟试验方法

房冠辉[1,2],张亚婧[1,2],李健[1,2],贾贺[1,2],张兴宇[1,2]

(1. 北京空间机电研究所,100094 北京;
2. 中国航天科技集团有限公司,航天进入、减速与着陆技术实验室,100094 北京)

摘　要:由于环境的差异性,在地球条件下进行火星降落伞的强度验证难度较大,需要在低动压条件下模拟无限质量开伞过程。为有效模拟火星降落伞开伞工作条件,本研究开展了相关试验技术研究,提出了空投试验方法可以作为火星无限质量开伞强度验证的有效手段。研究分析了试验模型质量对无限质量开伞过程的影响,明确了试验模型的质量规模,通过弹道打靶仿真分析对开伞条件偏差进行了研究,并提出了准确控制方法。基于本研究的空投试验方案成功实施了 8 次火星降落伞强度验证,获得的试验数据为我国火星天问一号降落伞强度评估提供了充分有力的支撑,试验的成功实施表明空投试验技术能够作为火星无限质量开伞强度验证方法。

关键词: 降落伞;无限质量;强度;空投试验

中图分类号:V476.4　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j. issn. 1000-4939. 2023. 05. 006

Simulation test method of unlimited mass parachute opening strength of Mars parachute

FANG Guanhui[1,2],ZHANG Yajing[1,2],LI Jian[1,2],JIA He[1,2],ZHANG Xingyu[1,2]

(1. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity,100094 Beijing,China;
2. Laboratory of Aerospace Entry,Descent and Landing Technology,CASC,100094 Beijing,China)

Abstract: Due to environmental differences, it is difficult to verify the strength of a Mars parachute under the Earth conditions, and it is necessary to simulate the infinite mass parachute opening process under low dynamic pressure conditions. In order to effectively simulate the working conditions of Mars parachute opening, the authors conducted relevant experimental technology research and proposed that the airdrop test method can be an effective means of verifying the strength of Mars infinite mass parachute opening. The article analyzes the impact of the quality of the experimental model on the infinite mass parachute opening process, clarifies the quality scale of the experimental model, studies the deviation of parachute opening conditions through ballistic target simulation analysis, and proposes accurate control methods. Based on the airdrop test plan proposed in this article, eight Mars parachute strength verifications have been successfully implemented. The obtained test data provide sufficient and powerful support for the

收稿日期:2023-04-15　　**修回日期**:2023-06-21
通信作者:房冠辉。E-mail:fangguanhui@126. com
引用格式:房冠辉,张亚婧,李健,等. 火星降落伞无限质量开伞强度模拟试验方法[J]. 应用力学学报,2023,40(5):1017-1024.
FANG Guanhui,ZHANG Yajing,LI Jian,et al. Simulation test method of unlimited mass parachute opening strength of Mars parachute[J]. Chinese journal of applied mechanics,2023,40(5):1017-1024.

strength evaluation of China's Mars Tianwen 1 parachute. The successful implementation of the experiment indicates that the airdrop test technology can serve as a strength verification method for Mars infinite mass parachute opening.

Key words: parachute; unlimited quality; strength; airdrop test

火星自然环境条件与地球有较大的差异,其大气成分以 CO_2 为主,体积占比95%,表面大气密度约为地球的1%(1.08×10^{-2} kg/m^3),表面大气压力约为地球的6‰(600 Pa),重力加速度约为地球的3/8(3.7 m/s^2)[1]。火星EDL(Entry, Descent, Landing)过程十分复杂,需要面临多项技术挑战[2-3],而降落伞减速是火星EDL过程中的关键环节,直接影响探测器着陆过程的成败。由于火星大气稀薄,火星降落伞的开伞条件十分特殊,具有超音速、低密度、低动压的特点和难点[4-5],在地球环境下进行火星降落伞试验验证十分困难,欧空局在2019年和2020年两次火星降落伞空投试验中均未取得成功。

降落伞的开伞过程可以分为有限质量开伞和无限质量开伞两大类。风洞试验降落伞在开伞充气过程中,前体来流速度不发生变化,流入伞衣的气流速度不变,为稳态流场,此过程通常称为无限质量开伞;地面空投试验降落伞在开伞充气过程中,前体的速度迅速减小,流入伞衣的气流速度急剧变化,流场为非稳态,此过程通常称为有限质量开伞[6]。降落伞的强度是研制过程中重要考核项目,目前降落伞的仿真技术主要集中在充气过程以及动力学分析等方面[7-8],强度验证仍需要通过试验手段。神舟飞船的主伞工作状态为有限质量开伞,降落伞的最大开伞载荷出现在伞衣充气过程中,通过传统的空投试验可以完成降落伞强度验证;而降落伞在火星条件下的工作状态为无限质量开伞,降落伞的最大开伞载荷出现在伞衣全张满时,较难进行降落伞强度验证。在地球环境下进行火星降落伞强度验证的试验方法包括空投试验、风洞试验、探空火箭平台高空开伞试验、气球平台高空开伞试验、直升机与火箭橇联合试验[9-15],需要根据任务实际约束条件确定试验方法。本研究根据火星降落伞的工作条件,分析无限质量开伞强度模拟的技术难点,并提出可行的验证方法,对火星降落伞强度验证情况进行分析总结,为降落伞无限质量开伞模拟提供新的思路与方法。

1 试验方法选择

空投试验方法是通过运输机或者直升机平台将试验模型按照预定的高度、速度投放,根据设计程序展开降落伞进行强度验证。美国凤凰号火星项目研制过程中采用空投试验完成了降落伞无限质量开伞强度验证(图1左)[9]。风洞试验方法是将降落伞连接在固定支架上,通过控制风洞内气体流速调整降落伞阻力载荷,达到强度验证目标,美国具有24 m×36 m的低动压风洞,火星科学实验室项目在该风洞中进行了降落伞无限质量开伞强度验证(图1右)[10]。

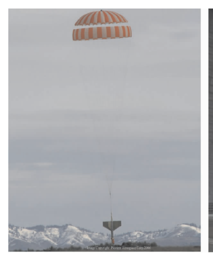
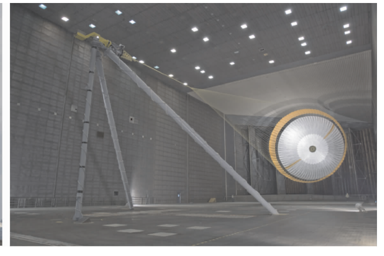



图1 凤凰号降落伞强度空投试验(左)与好奇号降落伞强度风洞试验(右)

Fig. 1 Phoenix parachute intensity airdrop test (left) and Curiosity parachute strength wind tunnel test (right)

探空火箭平台高空开伞试验方法是将降落伞安装到火箭箭头内部,由探空火箭将降落伞送至35~50 km高空,到达预定高度后箭头与探空火箭分离自主惯性飞行,满足开伞动压时弹出降落伞进行强度验证(图2左)。美国在毅力号火星项目研制过程中使用该方法进行了降落伞强度验证[11]。气球平台高空开伞试验方法是通过氦气球将试验模型运至35~50 km高空,试验模型释放自由下落一定安全距离后,加速发动机点火对试验模型进行加速,当试验模型动压满足试验条件时弹出降落伞进行强度验证(图2右)。美国在海盗号火星探测项目研制过程中,使用此方法进行了降落伞强度验证[12]。

直升机与火箭橇联合试验方法是通过直升机将降落伞在低空展开,通过绞盘车拉力引导降落伞下降,火箭橇发动机点火后使降落伞加速,从而实现对降落伞强度验证(图3)。美国在开展低密度超音速减速器(low dimensional structures and devices, LDSD)项目时使用此方法进行了降落伞强度验证[13]。

不同试验方法对比分析见表 1。空投试验方法技术风险较低、成本较低，并且国内具有较好的技术基础与应用经验；风洞试验方法实施简单、试验风险低、成本低廉，然而国内的风洞口径无法实现天问一号 200 m^2 降落伞的完全展开，因此在我国无法通过风洞试验进行降落伞无限质量开伞强度验证。探空火箭平台和气球平台高空开伞试验方法实施较为复杂，试验风险高、成本高，多用于火星降落伞关键性能验证，或者较成熟降落伞强度验证。直升机与火箭橇联合试验方法实施十分复杂，需要直升机与地面火箭橇联合匹配开展，试验实施难度较大。综上所述，空投试验方法是天问一号降落伞无限质量开伞强度验证的首选技术途径。

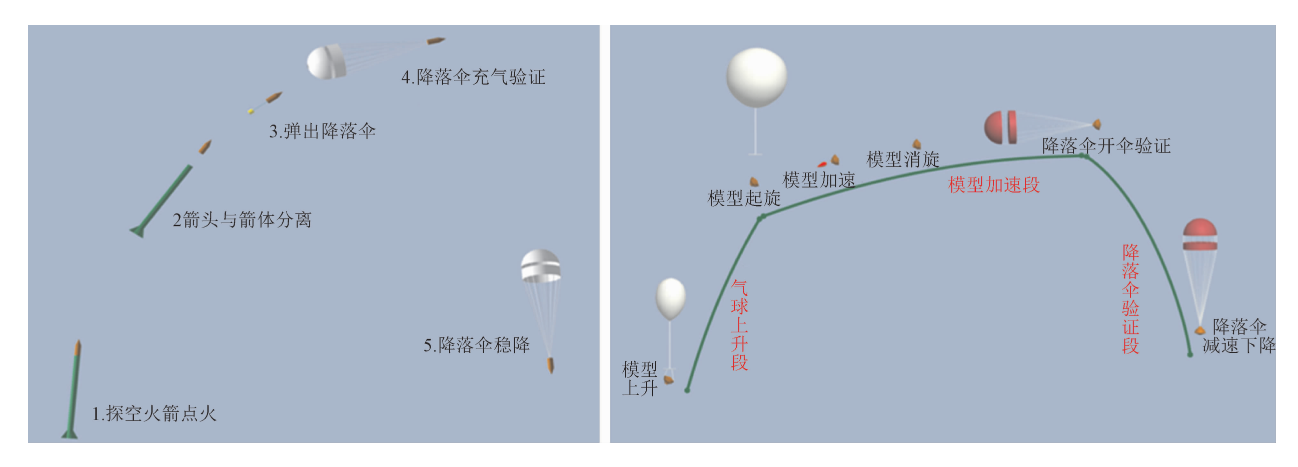


图 2　探空火箭平台(左)及气球平台(右)高空开伞试验示意图

Fig. 2　Schematic diagram of the high-altitude parachute opening test of rocket platform (left) and balloon platform (right)

图 3　直升机与火箭橇联合试验方案示意图

Fig. 3　Schematic diagram of the joint test scheme of helicopter and rocket sled

表1 强度验证途径对比分析表

Tab. 1 Comparative analysis of strength verification pathway

试验方法	试验实施复杂程度	试验实施技术风险	试验成本
空投试验	中等	较低	较低
风洞试验	简单	低	低
探空火箭平台高空开伞试验	复杂	高	高
气球平台高空开伞试验	复杂	高	高
直升机与火箭橇联合试验	复杂	较低	较低

2 试验方案设计

2.1 试验模型质量规模分析

在典型的空投试验过程中(图4),模型投放后降落伞充气前试验模型的动压持续增加,降落伞充气过程中动压先增加,达到最大值后迅速减小。火星降落伞拉直时间约为1 s,伞衣充气时间约为0.8 s,如果试验模型的质量较轻,在开伞过程中动压会迅速降低,最大开伞载荷未出现在伞衣底边张满时,未达到无限质量开伞的验证目的。鉴于试验模型的质量对模拟无限质量开伞条件具有重要影响,本研究通过仿真分析研究了不同模型质量情况下降落伞开伞过程动压以及开伞载荷变化情况(图5)。

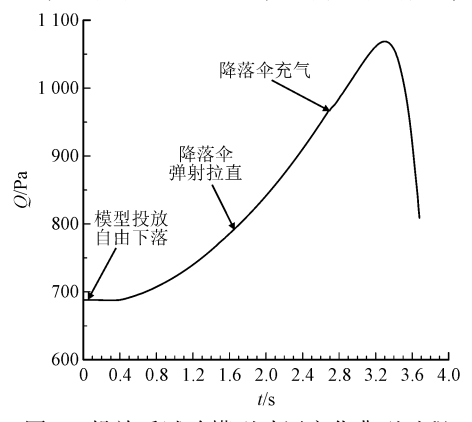


图4 投放后试验模型动压变化典型过程

Fig. 4 Typical process of dynamic pressure change of test model after delivery

分析结果表明,当空投模型质量为3 000 kg时,开伞过程中动压达到最大值后迅速降低,开伞载荷曲线在攀升过程中有明显的弯曲,上升速率降低,说明开伞过程中试验模型的减速效果明显,偏向于有限质量开伞。随着试验模型质量的增加,开伞过程中动压损失逐渐减小,开伞载荷曲线趋势单一,当模型质量达到6 000 kg时,降落伞全张满时刻动压变化由负值转变为正直,降落伞开伞过程动压小幅增加1%(表2),开伞载荷曲线上升速率基本保持不变,符合无限质量开伞状态,因此试验模型的质量需要达到6 000 kg,接近天问一号探测器进入火星大气部分质量的5倍。

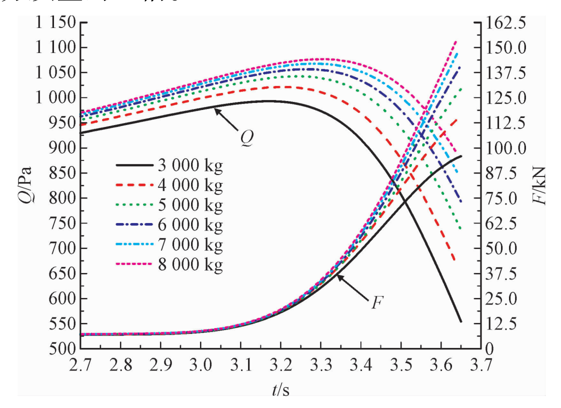


图5 不同质量规模试验模型开伞过程动压与开伞载荷变化曲线

Fig. 5 The dynamic pressure and opening load variation curves of the parachute opening process were tested on different mass scales

表2 空投模型质量对降落伞开伞动压影响分析

Tab. 2 Analysis of the influence of airdrop model quality on the dynamic pressure of parachute opening

模型质量/kg	降落伞初始充气时刻模型动压/Pa	降落伞全张满时刻模型动压/Pa	动压变化/Pa
3 000	930	807	-123
4 000	945	878	-67
5 000	956	939	-17
6 000	962	974	+12
7 000	967	1 002	+35
8 000	970	1 023	+53

2.2 试验模型与工作程序设计

火星降落伞名义面积200 m^2,完成强度验证后仅通过200 m^2降落伞对6 000 kg试验模型进行减速,着陆速度会达到28.5 m/s,着陆速度较大将造成试验模型以及仪器设备的损坏。为降低着陆速度,试验模型采用可分离设计理念,空投试验中完成火星试验伞验证后,安装火星试验伞的尾舱与试验模型分离,采用1 200 m^2的主伞对试验模型进行减速,最终实现火星试验伞携带尾舱、主伞携带试验模型以10 m/s的速度着陆,保证了试验模型和仪器设备安全着陆。为降低1 200 m^2主伞开伞过程对试验模型的冲击,主伞采用了收口设计,降低开伞载荷。

试验模型为航弹式构型，圆柱段直径 1.2 m，模型长 5.5 m，由头舱、配重舱、仪器舱、主伞舱和尾舱组成（图 6 ~ 图 7）。配重舱主要安装配重，使模型质量达到试验要求；仪器舱安装测量设备和程序控制设备；主伞舱内安装主伞，尾舱内安装火星试验伞；尾舱与主伞舱之间安装 6 个解锁螺栓，用于实现两舱分离。火星试验伞与试验模型的连接点位置固定安装 4 个电阻应变式拉力传感器，测量火星试验伞的开伞载荷，每个传感器量程 200 kN，测量精度 1%。

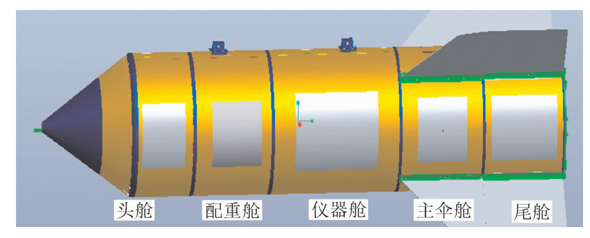


图 6　空投试验模型示意图

Fig. 6　Schematic diagram of the airdrop test model



图 7　试验模型以及投放直升机

Fig. 7　Test models and drop helicopters

空投试验工作程序如图 8 所示。为了实现火星低动压开伞试验条件，直升机需要保持高海拔低速飞行，经过设计分析并考虑直升机的安全性，在试验模型投放前直升飞机需保持海拔高度 3 000 m，真空速 33 m/s 的飞行状态。

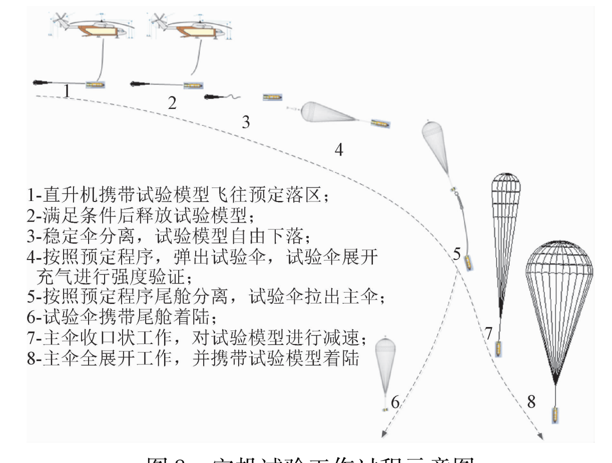


图 8　空投试验工作过程示意图

Fig. 8　Schematic diagram of the working process of the airdrop test

试验模型投放由直升机上操作人员控制，投放后的工作程序由试验模型内的控制器根据装订程序完成。为保证直升机安全，试验模型投放后不能立即弹出火星试验伞，试验模型需要自由下落 0.5 s 后才能弹出试验降落伞。

3　试验关键环节控制与结果分析

3.1　低动压开伞条件控制

在地球任务中降落伞的开伞动压一般在 2 ~ 10 kPa范围，受外界环境干扰因素影响小，易于实现验证条件。而火星任务中降落伞为低动压开伞条件[16]，最大开伞动压仅为 850 Pa，试验过程中初始速度、自由下落时间、大气密度、风场等误差均会对开伞动压有较大影响，几十帕动压波动对试验结果会有很大影响。如果动压波动导致试验过程中开伞动压偏小，则无法达到验证目标；如果动压波动导致试验过程中开伞动压偏大，超出验证条件降落伞可能会出现破损失效，无法实现验证目的并且会造成模型损毁，产生巨大经济损失，因此在试验方案中需要严格控制误差范围，并进行干扰因素影响风险分析，保证安全准确达到试验目的。降落伞开伞载荷[17]与动压、降落伞阻力系数、降落伞名义面积、降落伞开伞动载系数有关，其中后 3 项均与降落伞设计相关，在试验中无法调节，因此动压直接决定了空投试验过程中降落伞最大开伞载荷，是强度试验中的关键参数，需要通过准确的设计分析，保证低动压开伞条件。

$$F_{\max} = q \cdot C_d A \cdot K \tag{1}$$

式中：q 为动压，Pa；C_d 为降落伞阻力系数；A 为降落伞名义面积，m^2；K 为降落伞开伞动载系数。

为准确控制降落伞开伞动压及其散布范围，在空投试验实施前需要使用弹道程序对试验过程进行仿真分析。仿真计算程序采用 3 自由度质点弹道，考虑了大气密度、投放高度、投放速度、投放弹道倾角、降落伞阻力面积等计算参数，通过与历史试验的数据比对，验证了仿真程序的正确性（图 9 ~ 图 10）。基于此弹道程序对某工况空投试验过程进行了蒙特卡洛弹道打靶分析，分析了 15 个因素对降落伞开伞载荷的耦合作用影响，偏差参数及偏差范围、分布类型如表 3 所示。

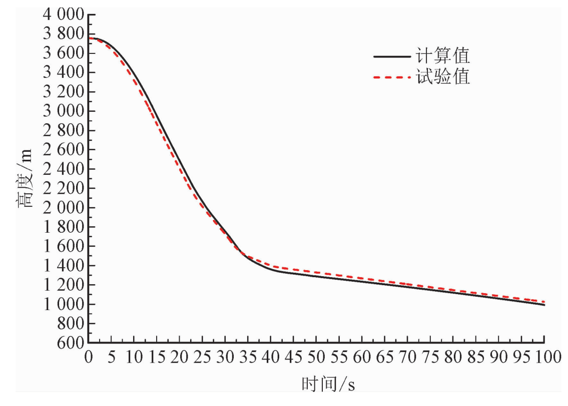


图 9 弹道程序高度结果与历史试验数据比对

Fig. 9 Comparison of the ballistic program height results with historical test data

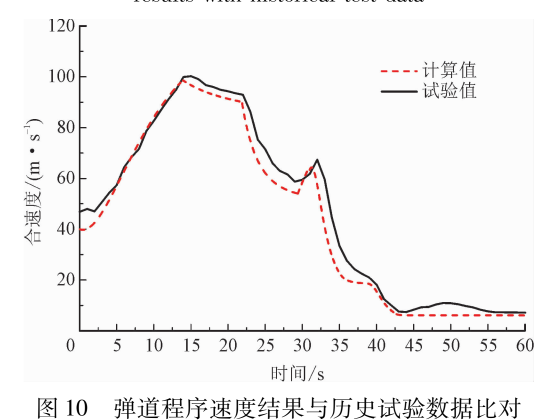


图 10 弹道程序速度结果与历史试验数据比对

Fig. 10 Comparison of the ballistic program velocity results with historical test data

蒙特卡洛弹道打靶分析结果表明,火星试验伞最大开伞载荷均值为 177.4 kN,3σ 散布范围为 148.8 ~ 205.9 kN;主伞最大开伞载荷均值 98.9 kN,3σ 散布范围为 92.2 ~ 105.5 kN(表 4),最大开伞载荷分布见图 11。强度空投试验各个因素存在的偏差对火星试验伞和主伞开伞载荷产生了一定的偏差离散。为了准确控制空投试验中降落伞的开伞动压,缩小最大开伞载荷离散范围,每次试验前根据环境条件,调整投放高度、投放速度、弹伞时间,实现低动压开伞条件,如果通过调整参数无法满足低动压开伞条件,则取消当日试验计划。

表 3 蒙特卡洛打靶偏差因素表

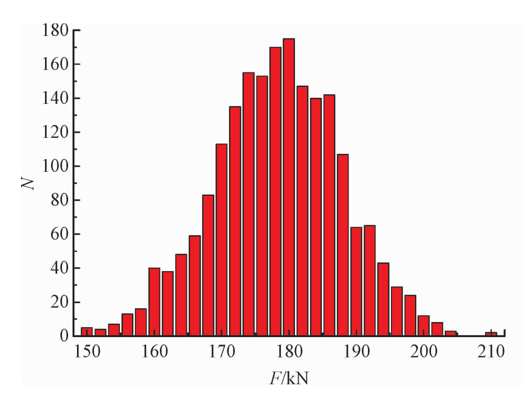
Tab. 3 Monte Carlo target bias factor table

序号	因素名称	标称值	偏差范围	分布类型
1	大气密度比例因子	1.0	±0.03	均匀分布
2	常值水平风/(m·s^{-1})	0	±10	均匀分布
3	投放高度/m	3 000	±100	均匀分布
4	投放速度/(m·s^{-1})	33	±3	均匀分布
5	投放弹道倾角/(°)	0	±5	正态分布
6	前体阻力面积/m^2	0.4	±0.06	正态分布
7	稳定伞阻力面积/m^2	13.7	±1.4	正态分布
8	稳定伞分离时间/s	0.3	±0.1	正态分布
9	弹伞点时间/s	2.0	±0.1	正态分布
10	弹伞速度/(m·s^{-1})	35	±5	正态分布
11	试验降落伞阻力面积/m^2	114	±14	正态分布
12	试验降落伞工作时间/s	13	±1	正态分布
13	主伞收口阻力面积/m^2	150	±22	正态分布
14	主伞全展开阻力面积/m^2	1 080	±100	正态分布
15	主伞收口时间/s	8	±1	正态分布

表 4 火星试验伞及主伞最大开伞载荷统计结果

Tab. 4 Statistical results of the maximum open payload of the Mars test umbrella and the main umbrella

最大开伞载荷	火星试验伞/kN	主伞/kN
均值	177.4	98.9
均方差	9.5	2.2
3σ 上限	205.9	105.5
3σ 下限	148.8	92.2



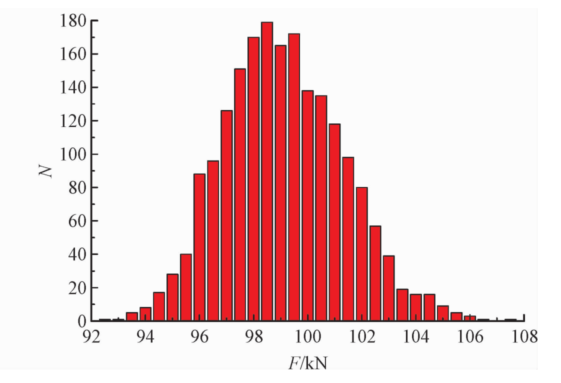


图 11 火星试验伞(左)与主伞(右)最大开伞载荷分布

Fig. 11 Distribution of maximum open payload between the Mars test umbrella (left) and the main umbrella (right)

3.2　试验结果分析

2018 年 7 月至 2019 年 6 月期间，在内蒙古根河采用空投试验方法成功实施了 8 次无限质量开伞强度模拟验证(图 12)，分别完成了初样降落伞强度空投试验、正样降落伞批抽检强度空投试验、长期贮存降落伞强度空投试验。空投试验实施前，均通过弹道程序打靶分析确定降落伞弹伞时间，从而准确控制降落伞的开伞载荷在本次试验的验证范围内。每次直升机起飞前，在地面完成控制设备检查、测量设备检查、试验模型吊带连接等各项工作。准备完毕后直升机起飞，携带试验模型飞往投放区，到达投放区后直升机机长根据空投试验投放条件以及理论落点位置下达投放指令，试验模型投放后依次完成火星试验伞开伞、主伞开伞。根据试验模型中测量设备存储的数据和图像，对火星试验伞工作情况以及试验实施情况进行分析总结，然后确定下一架次的试验参数。

表 5 为火星试验伞 8 次试验最大开伞载荷测量结果，火星试验伞最大开伞载荷范围是 149～194 kN，与弹道仿真分析的离散范围 148.8～205.9 kN 一致，进一步验证了弹道仿真分析的准确性。图 13 为某次空投试验中测量获得的火星试验伞开伞载荷，降落伞充气过程中的伞衣存在呼吸状态，开伞载荷曲线也会相应出现波动，火星试验伞开伞阶段 4 个拉力传感器的测量值差异较大，在 5.2 s 时刻 1 号传感器载荷是 4 号传感器载荷 4 倍以上，说明在开伞过程中火星试验伞相对试验模型存在较大摆动，导致降落伞 4 个连接点非均匀承载。



图 12　空投试验过程中火星试验伞(左)及主伞(右)

Fig. 12　The Mars test umbrella (left) and the main umbrella (right) during the airdrop test

表 5　火星试验伞开伞载荷统计

Tab. 5　Mars test umbrella opening payload statistics

数据类别	第 1 次	第 2 次	第 3 次	第 4 次	第 5 次	第 6 次	第 7 次	第 8 次
火星试验伞最大开伞载荷/kN	150	149	179	188	174	194	179	176

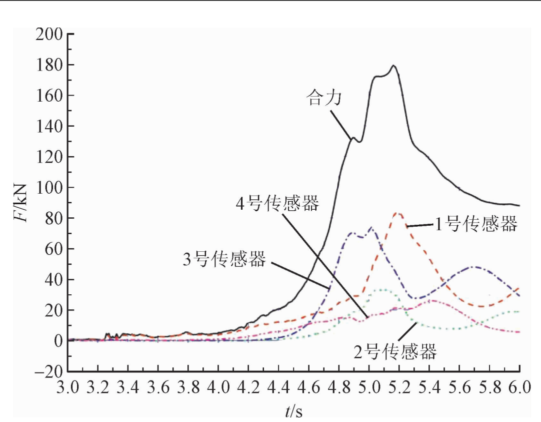


图 13　火星试验伞开伞载荷-时间曲线

Fig. 13　The load-time curve of Mars test umbrella

4　结论与讨论

由于环境的差异性，在地球条件下进行火星降落伞的强度验证存在巨大挑战。首先需要准确实现无限质量模拟，保证验证结果的有效性；其次需要精确控制开伞动压，达到试验需要的开伞载荷目标，并且避免过条件造成降落伞破损。本研究通过空投试验技术研究，得出以下结论。

1)试验模型质量对无限质量开伞具有重要影响，通过增加试验模型的质量，在地球环境下的空投试验中能够实现火星无限质量开伞状态模拟。

2)火星降落伞开伞动压较小，容易受外界条件影响，每次试验前根据当天的外界条件，通过仿真分析获得火星试验伞的弹伞时间，可以准确控制火星试验伞开伞条件。

3)在空投试验中存在多个因素偏差，会导致火星试验伞开伞动压发生较大变化，从而引起开伞载荷出现较大波动，在空投试验中需要严格控制偏差因素范围，保证空投试验安全实施。

4)在火星降落伞开伞过程中，探测器会存在较大的姿态变化，降落伞多个吊带处于不均匀受力状态，在降落伞的设计中需要考虑受力不均匀情况。

本研究介绍的空投试验方案实现了降落伞低

速、低动压强度验证条件，无法模拟火星超音速工作条件，超音速条件下需要叠加马赫数效应因子，以及喘振反复充气的影响，需要通过其他试验手段进行验证。

参考文献：

[1] 高滨. 火星探测器着陆技术[J]. 航天返回与遥感，2009，30(1)：1-9.
GAO Bin. Mars exploration entry，descent and landing technologies [J]. Spacecraft recovery & remote sensing，2009，30(1)：1-9 (in Chinese).

[2] 张青斌，丰志伟，马洋，等. 火星 EDL 过程动力学建模与仿真[J]. 宇航学报，2017，38(5)：443-450.
ZHANG Qingbin，FENG Zhiwei，MA Yang，et al. Modeling and simulation of mars EDL process[J]. Journal of astronautics，2017，38(5)：443-450 (in Chinese).

[3] 李爽，江秀强. 火星 EDL 导航、制导与控制方案综述与启示[J]. 宇航学报，2016，37(5)：499-511.
LI Shuang，JIANG Xiuqiang. Summary and enlightenment of GNC schemes for mars entry，descent and landing[J]. Journal of astronautics，2016，37(5)：499-511 (in Chinese).

[4] 荣伟，鲁媛媛，包进进，等. 火星探测器减速着陆过程中若干问题的研究[J]. 南京航空航天大学学报，2016，48(4)：445-453.
RONG Wei，LU Yuanyuan，BAO Jinjin，et al. Several problems relative with descent and landing process of Mars explorer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2016，48(4)：445-453 (in Chinese).

[5] 房冠辉，吕智慧，李健，等. 火星着陆探测降落伞减速技术途径[J]. 南京航空航天大学学报，2016，48(4)：469-473.
FANG Guanhui，LÜ Zhihui，LI Jian，et al. Parachute deceleration technical approach to Mars landing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2016，48(4)：469-473 (in Chinese).

[6] 高兴龙，张青斌，高庆玉，等. 无限质量降落伞充气动力学数值模拟[J]. 国防科技大学学报，2017，39(3)：58-63.
GAO Xinglong，ZHANG Qingbin，GAO Qingyu，et al. Numerical simulation on parachute's infinite mass inflation dynamics[J]. Journal of National University of Defense Technology，2017，39(3)：58-63 (in Chinese).

[7] 杨雪，余莉，史献林，等. 一种改进的降落伞动力学模型[J]. 南京航空航天大学学报，2016，48(4)：481-485.
YANG Xue，YU Li，SHI Xianlin，et al. Improved dynamic model on parachutes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2016，48(4)：481-485 (in Chinese).

[8] 喻东明，马啸民，杨品. 亚声速条件下十字形伞充满时间系数的解算方法及仿真验证[J]. 南京航空航天大学学报，2021，53(2)：177-181.
YU Dongming，MA Xiaomin，YANG Pin. Solution of inflation coefficient of cruciform parachute under subsonic conditions and simulation verification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2021，53(2)：177-181 (in Chinese).

[9] WITKOWSKI A. Mars 2007 scout phoenix parachute decelerator system program overview[C]//2007 IEEE Aerospace Conference. Piscataway，NJ，USA：IEEE，2007：1-8.

[10] 郭璠，李群智，饶炜，等. "火星科学实验室"的 EDL 试验验证技术及启示[J]. 航天器工程，2018，27(2)：104-113.
GUO Fan，LI Qunzhi，RAO Wei，et al. Overview and enlightenment of mars science laboratory's entry，descent and landing test technology[J]. Spacecraft engineering，2018，27(2)：104-113 (in Chinese).

[11] ECKSTROM C，BRANSCOME D R. High altitude flight test of a disk gap band parachute deployed behind a bluff body at a Mach number of 2.69[EB/OL]. (1972-12-01)[2021-12-20]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006315.

[12] LUNDSTROM R R，RAPER J L，BENDURA R J，et al. Flight tests of Viking Parachute System in three mach number regimes：NASATND-7692[EB/OL]. (1974-10-01)[2021-09-28]. https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19750002075.pdf.

[13] GALLON J C，CLARK I G，RIVELLINI T P，et al. Low density supersonic decelerator parachute decelerator system[C]//AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston，VA，USA：AIAA，2013：AIAA 2013-1329.

[14] 王立武，房冠辉，李健，等. 降落伞超声速低动压高空开伞试验[J]. 航天返回与遥感，2020，41(3)：1-9.
WANG Liwu，FANG Guanhui，LI Jian，et al. The experiments of parachute deployment at supersonic and low dynamic pressure condition[J]. Spacecraft recovery & remote sensing，2020，41(3)：1-9 (in Chinese).

[15] 方世兴，黄伟，荣伟. 盘缝带伞细化结构的仿真影响研究[J]. 航天返回与遥感，2017，38(2)：17-26.
FANG Shixing，HUANG Wei，RONG Wei. Study on the detailed structure of disk-gap-band parachute simulation[J]. Spacecraft recovery & remote sensing，2017，38(2)：17-26 (in Chinese).

[16] 房冠辉，李健. 火星大气降落伞减速特点及试验验证[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第十五届学术年会. 珠海：中国宇航学会深空探测技术专业委员会，2018：36-36.

[17] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京：宇航出版社，1997.

（编辑 李坤璐）